第 40 卷 第 2 期
2023 年 4 月

应 用 力 学 学 报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 40 No. 2
Apr. 2023

文章编号:1000-4939(2023)02-0253-06

旋翼激励下直升机振动响应预计及实测对比

王影,王文涛,习娟

(中国直升机设计研究所,333001 景德镇)

摘 要:旋翼激励是直升机振动的主要源头,影响直升机驾驶员操纵性、机上人员舒适性及结构疲劳寿命。振动问题一般在试飞过程中暴露出来,问题处理和解决往往需要大的周期和代价,影响直升机研制。直升机振动响应预计是解决振动问题的主要手段之一,可以在早期发现振动问题,方便在型号研制早期开展优化设计或解决预案。本研究基于机体动力学仿真模型,以固定坐标系下的桨毂中心振动载荷作为输入,得到机体关键位置的振动响应,形成旋翼激励下直升机振动响应预测的方法。通过某直升机在尾桨激励下关键位置响应预计与实测数据对比分析,表明该方法得到的振动响应随速度的变化规律与实测数据一致,精度满足工程需要。该方法在新机振动响应分析、振动问题排查及振动控制方案制定等工作中具有较高的工程价值。

关键词:桨毂振动载荷;动力学模型;振动响应

中图分类号:V21 **文献标志码:**A **DOI:**10.11776/j.issn.1000-4939.2023.02.002

Prediction and comparing with measurement of helicopter vibration response excited by rotors

WANG Ying,WANG Wentao,XI Juan

(China Helicopter Research and Development Institute,333001 Jingdezhen,China)

Abstract: Rotor exitation is the main source of helicopter vibration,which effects pilot manipulation,comfortability as well as structural fatigue. Vibration problems are generally exposed during test flights,and problem handling and solution often require large cycles and costs,that affecting helicopter development. The prediction of helicopter vibration response is a major way to deal with vibration problems,which can be found in the early stage,convenient to carry out optimization design or solution plan in the early development stage of the helicopter. In this paper,a method to predicting vibratory response excited by rotors was presented,which takes vibratory loads of rotor center in nonrotating coordinate system as input,and based on the structural dynamic model. The method was proved to be effective,whose results had coordinated variation patterns as measured data,as well as satisfying accuracy of the engineering needs,through comparing analysis of predicted vibration response and measured ones excited by tail-rotor of the important positions of a certain helicopter. The method has high engineering value in vibration response analysis,vibration problem investigation and vibration control scheme formulation.

收稿日期:2022-03-28 **修回日期:**2022-06-01

基金项目:民用飞机专项科研基金资助项目(No. KT-20210259-HK009)

通信作者:王影,高级工程师。E-mail:wyy_202201@163.com

引用格式:王影,王文涛,习娟. 旋翼激励下直升机振动响应预计及实测对比[J]. 应用力学学报,2023,40(2):253-258.

WANG Ying,WANG Wentao,XI Juan. Prediction and comparing with measurement of helicopter vibration response excited by rotors[J]. Chinese journal of applied mechanics,2023,40(2):253-258.

Key words: vibration load of rotor hub; dynamic model; vibratory response

直升机振动问题是直升机研制过程中一直存在的问题,影响机上人员舒适性、工效性,机上设备的功能与性能,以及结构的疲劳强度。如何解决与处理好振动是直升机研制成败的关键因素之一。

旋翼系统旋转产生的周期激振力是直升机振动的最主要源头,也是出现振动问题的最主要原因。常规的单旋翼带尾桨构型直升机,尾桨作为关键部件之一,为直升机提供反扭矩,实现航向操纵及航向稳定性[1-4]。尾桨作为直升机高速旋转部件,是直升机振动的主要振源之一。尾桨产生的振动对尾部结构及部件的工作环境产生较大的影响,国内近年来发生了多起由于尾桨振动过大导致尾部结构裂纹、摇臂断裂、脚蹬打脚、尾桨操纵失效等现象,甚至出现尾桨断裂导致直升机坠毁的事故。实现直升机尾部低振动水平的设计目标显得尤为重要。

以往型号一般只在直升机试飞后对机上振动水平开展实测,并逐步暴露振动问题。而振动问题的处理一般需要花费较大的周期和代价,影响型号的研制进度。另一方面,解决振动问题或实现低的振动目标,往往需要开展旋翼系统的优化设计,或针对振源、响应位置等采取振动控制措施,在试飞阶段很难更改设计或采取振动控制措施。相比而言,能够快速准确预测尾桨振动响应,在型号研制初期掌握尾部的振动环境,制定振动控制预案对保障直升机的飞行安全意义重大[4-7]。

本研究基于机体动力学模型,利用 CAMRAD Ⅱ 软件,选取典型飞行状态进行计算,得到桨毂中心 $N\Omega$(N 为桨叶数量,Ω 为旋翼转速)的振动载荷,以桨毂中心振动载荷作为输入,得到机体关键部位的振动响应,形成旋翼激励下直升机振动响应预测的方法[8-9],实现在型号设计初期阶段预计振动响应的目的。通过某直升机在尾桨激励下的关键位置响应预计与实测数据对比分析,表明该方法得到的振动响应精度可接受,随速度的变化规律与实测数据一致,在新机振动响应分析、振动问题排查及振动控制预案等工作中具有较高的工程价值。

1 动力学建模

直升机机体处的振动决定于旋翼激励载荷和旋翼至机体位置的传递函数,而准确的建立机体结构动力学模型,是得到传递函数的关键。

采用有限元方法建立机体动力学分析模型,该模型包括除旋翼以外的结构,按照机体的主传力路线及重量重心进行建立,真实地模拟全机的刚度和质量分布。根据研究,采取以下原则能够得到更准确的机体动力学模型。

1)结构模型中,对机体的各个框、纵梁、地板、蒙皮、短翼、平尾、上、下垂尾等主要承力结构以梁单元、壳单元来模拟,进行精细化建模。

2)对于发动机、主减速器两大动部件,以及相应的连接、支撑组件,参照实际结构建立实体模型。

3)对于前、后驾驶员座椅、尾传动轴、旋翼、尾桨、自动倾斜器、桨毂、油箱、外挂武器、前后驾驶员、起落架以及机载系统、设备、装置等,采用集中质量单元进行模拟,将这些集中质量根据实际的安装位置情况,通过刚性连接单元或加权平均约束单元连接到各自的实际安装节点上。

4)机身结构中的连接(螺栓连接、铆钉连接等)大部分采用了常用的节点缝合,而部分结构之间的连接,如短翼与机身、平尾与尾梁、挂架与短翼、武器与挂架等,则根据相应的传力形式与连接性质,分别选择采用刚性连接单元和加权平均约束单元进行模拟。

2 旋翼动载计算

2.1 载荷的来源

直升机各片桨叶的振动载荷通过桨毂传向机体,引起机体振动。根据旋翼动力学相关理论,桨毂振动载荷的来源主要有桨叶根部挥舞剪力、挥舞弯矩、摆振剪力、摆振弯矩及扭矩,各片桨叶的载荷在桨毂中心合成,转换到固定坐标系下对应桨毂六力素,即拉力、水平力、侧向力、俯仰力矩、滚转力矩、扭矩,桨根载荷(旋转坐标系)与桨毂载荷(固定坐标系)的定义分别如图 1、图 2 所示。由于桨毂的“过滤”效应,仅保留了 $kN\Omega$(N 为桨叶数量,k 为正整数)的激振力,桨叶根部载荷(旋转坐标系)与桨毂中心振动载荷(固定坐标系)之间转换见式(1)~(6)[10],直升机桨叶根部高阶($(N\pm1)\Omega$、$N\Omega$)载荷,经桨毂合成传递到机体结构上,形成机体 $N\Omega$ 振动的主要激励源,桨根载荷与桨毂中心振动载荷对应

关系总结如图 2 所示。其中：垂向力(拉力)T 来源于桨叶根部挥舞方向(垂向)$N\Omega$ 的剪力；水平力 H、侧向力 Y 来源于桨叶根部旋转面内(摆振方向和展向)$(N\pm1)\Omega$ 的剪力；俯仰力矩 M_y、滚转力矩 M_x 来源于桨叶根部 $(N\pm1)\Omega$ 挥舞弯矩；扭矩 Q 来源于桨叶根部 $N\Omega$ 摆振弯矩。

$$T = \sum_{p=-\infty}^{\infty} NS_{z_{pN}} \mathrm{e}^{ipN\psi} \tag{1}$$

$$H = \sum_{p=-\infty}^{\infty} \frac{N}{2}(S_{r_{pN-1}} + S_{r_{pN+1}} - i\,S_{x_{pN-1}} + i\,S_{x_{pN+1}})\mathrm{e}^{ipN\psi} \tag{2}$$

$$Y = \sum_{p=-\infty}^{\infty} \frac{N}{2}(-i\,S_{r_{pN-1}} + i\,S_{r_{pN+1}} - S_{x_{pN-1}} - S_{x_{pN+1}})\mathrm{e}^{ipN\psi} \tag{3}$$

$$Q = \sum_{p=-\infty}^{\infty} N\,N_{L_{pN}}\,\mathrm{e}^{ipN\psi} \tag{4}$$

$$M_y = \sum_{p=-\infty}^{\infty} \frac{N}{2}(-N_{F_{pN-1}} - N_{F_{pN+1}})\,\mathrm{e}^{ipN\psi} \tag{5}$$

$$M_x = \sum_{p=-\infty}^{\infty} \frac{N}{2}(-i\,N_{F_{pN-1}} + i\,N_{F_{pN+1}})\mathrm{e}^{ipN\psi} \tag{6}$$

其中：T 为桨毂垂向力(拉力)；H 为桨毂水平力；Y 为桨毂侧向力；Q 为桨毂扭矩；M_x 为桨毂滚转力矩；M_y 为桨毂俯仰力矩；N 为桨叶数量；ψ_m 为第 m 片桨叶的方位角；S_z 为桨叶根部挥舞方向剪力；S_r 为桨叶根部径向剪力；S_x 为桨叶根部摆振方向剪力；N_L 为桨叶根部摆振力矩；N_F 为桨叶根部挥舞力矩。

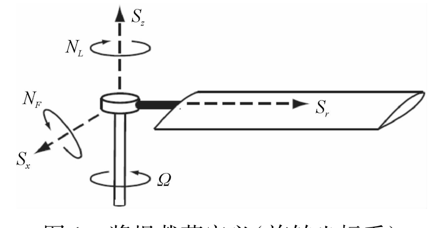


图 1　桨根载荷定义(旋转坐标系)

Fig. 1　Rotor forces and moments acting on the hub (rotating frame)

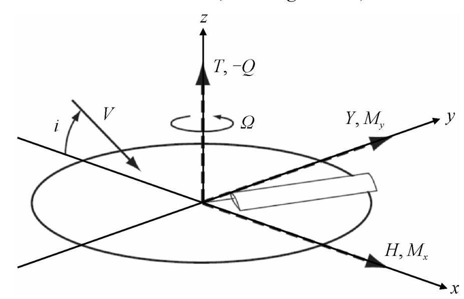


图 2　桨毂振动载荷定义(固定坐标系)

Fig. 2　Rotor forces and moments acting on the hub (nonrotating frame)

表 1　桨根载荷与桨毂振动载荷对应关系

Tab. 1　Relationships between root loads and hub vibration loads

桨毂振动载荷(固定坐标系)$pN\Omega$	桨根载荷(旋转坐标系)
T	S_z；$pN\Omega$
Q	N_L；$pN\Omega$
H、Y	S_x、S_r；$(pN\pm1)\Omega$
M_y、M_x	N_F；$(pN\pm1)\Omega$

2.2　桨毂振动载荷计算

CAMRAD Ⅱ是一款旋翼飞行器综合分析软件，包含多体动力学、非线性有限元、结构动力学和旋翼空气动力学等分析模型。CAMRAD Ⅱ可用于多个旋翼飞行器构型(如孤立旋翼、单旋翼带尾桨直升机、倾转旋翼机、共轴直升机、多旋翼直升机)，可进行性能、载荷、振动、动响应、稳定性多种计算分析[11-12]，一般的计算框架如图 3 所示。

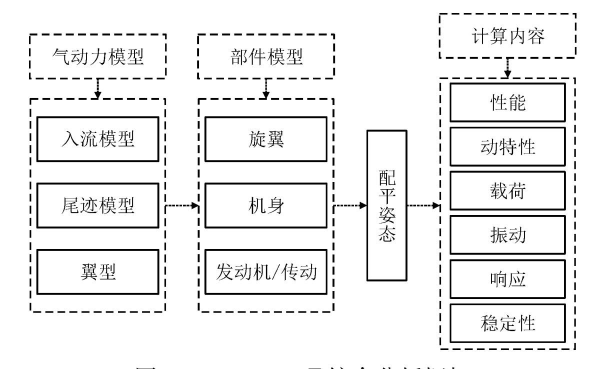


图 3　CAMRAD Ⅱ综合分析框架

Fig. 3　Framework of CAMRAD Ⅱ comprehensive analysis

CAMRAD Ⅱ气动模型主要基于升力线理论和动量理论，主要包括定常入流模型、动力入流模型和自由尾迹模型等，用于不同用途下的诱导速度、动态失速及尾迹描述[13]。结构模型主要包括刚体梁模型和弹性梁模型，用于不同用途下的结构特性描述[14]。定常入流模型及刚体梁模型可用于计算性能、功率需求等，模型简单，收敛速度快；复杂的气动模型及弹性梁模型可用于计算旋翼载荷、振动及噪声等，模型复杂，不易收敛。

由于桨毂振动载荷(固定坐标系下)是由桨叶高阶($(N\pm1)\Omega$、$N\Omega$)谐波载荷叠加而成(转换关系见式(1)~(6))。因此借助 CAMRAD Ⅱ计算桨毂振动载荷时，需采用自由尾迹模型以及弹性梁模型，其中自由尾迹模型考虑了桨叶尾迹引起的非均匀诱导速度的影响，弹性梁模型考虑了桨叶高阶模态在气动激励下的响应。例如，不考虑桨叶尾迹影响时，

某型机 $N\Omega$ 垂向力小于 50 N，而采用自由尾迹计算模型时，$N\Omega$ 垂向力约为 3 000 N，更接近工程实际。

3　振动响应预计

旋翼激励下的振动响应是机体结构振动的主要部分，其一般的传递路径为：桨叶→桨毂→减速器→机体结构→机体各部件，其量值决定于桨毂振动载荷及桨毂中心到各位置处的传递函数。桨毂中心振动载荷激励下关键位置的振动响应计算关系式见式(7)。借助全机动力学模型，在桨毂中心处加载桨毂振动载荷，获取关注位置的振动响应。振动响应计算流程图见图 4。

$$\begin{Bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{Tx} & H_{Xx} & \cdots & H_{Qx} \\ H_{Ty} & H_{Xy} & \cdots & H_{Qy} \\ H_{Tz} & H_{Xz} & \cdots & H_{Qz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} T \\ X \\ \vdots \\ Q \end{Bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

其中：u_x、u_y、u_z 为关注位置 3 个方向的振动响应；H_{XX} 对应桨毂中心某个方向的载荷对关注位置某个方向的传递函数；T、X 等对应桨毂中心 6 个方向的振动载荷。

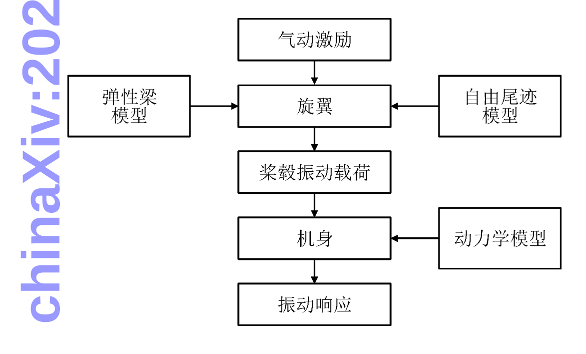


图 4　振动响应计算流程图

Fig. 4　Flowchart of vibration response calculation

4　实例验证

以某直升机尾桨安装处振动响应计算为例，开展了在尾桨激励下的关键位置响应预计与实测数据对比分析。

依据直升机三维结构数模，按照第 1 章所述原则，建立某直升机全机动力学模型，模型中的单元统计见表 2，主要模态计算结果与试验结果对比见表 3。

利用 CAMRAD Ⅱ软件，选取典型飞行状态进行计算，桨毂中心 $N\Omega$ 的振动载荷如表 4 所示。将表 4 的尾桨桨毂中心动载荷变化趋势绘制如图 5 所示。得到尾桨安装处航线(X)、侧向(Y)及垂向(Z)的振动响应仿真数据如表 5 所示。将表 5 的尾桨安装处的振动响应仿真数据变化趋势绘制如图 6 所示。

表 2　动力学模型单元统计

Tab. 2　Elements statistic of dynamic model

类别	节点	杆单元	梁单元	壳单元	刚体元	质量单元
数量	46 296	20	10 986	44 942	37	210

表 3　模态计算结果对比

Tab. 3　Comparison of calculation and measurement

序号	计算结果/Hz	试验结果/Hz	相对误差/%	模态名称
1	7.8	7.9	-1.3	侧向一阶
2	8.7	8.8	-1.1	垂向一阶
3	14.9	15.0	-0.7	侧向二阶
4	14.6	14.4	1.4	垂向二阶
5	25.3	24.3	4.1	侧向三阶
6	26.0	26.1	-0.4	垂向三阶

表 4　尾桨毂振动载荷

Tab. 4　Vibration loads of tail rotor hub

速度/(km·h^{-1})	F_x/N	F_y/N	F_z/N	M_x/(N·m)	M_y/(N·m)	M_z/(N·m)
80	325.0	222.4	354.1	326.6	214.2	350.6
110	281.5	235.7	302.4	351.2	256.4	381.6
140	215.2	249.2	243.9	340.2	262.2	376.4
180	148.0	293.8	160.6	315.0	219.2	349.5
200	114.2	258.0	131.7	294.8	223.3	321.6
230	188.3	268.2	210.6	386.6	431.6	405.7
250	261.0	313.0	274.5	460.5	590.4	481.3

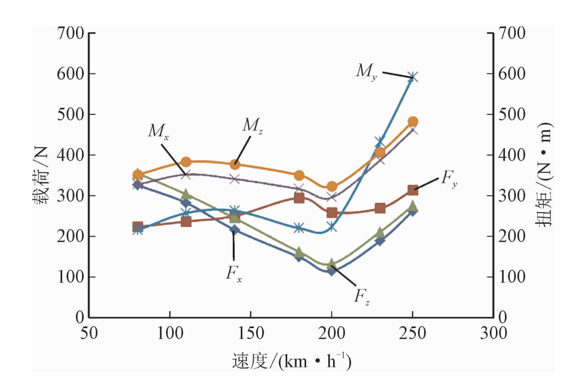


图 5　尾桨毂振动载荷

Fig. 5　Vibration loads of tail rotor hub

表 5　尾桨安装处振动响应仿真数据

Tab. 5　Vibration response of tail rotor

速度/(km·h^{-1})	X/g	Y/g	Z/g
80	2.56	1.00	1.71
110	1.42	0.70	1.17
140	1.42	0.75	0.93
180	1.34	0.96	0.76
200	1.25	1.26	0.72
230	3.15	1.93	1.95
250	3.70	2.21	2.44

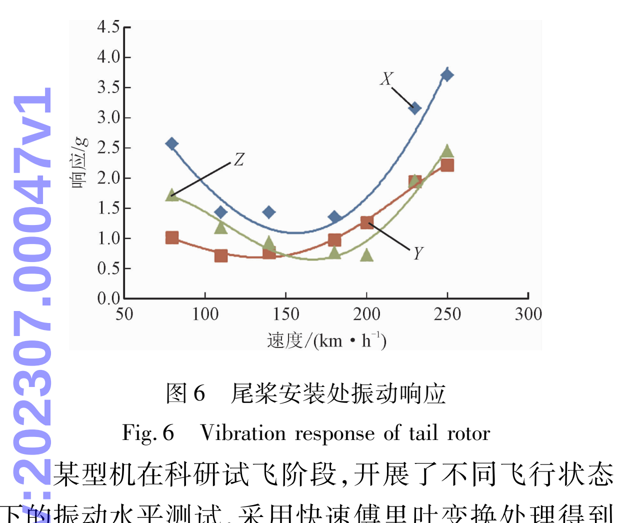


图 6　尾桨安装处振动响应

Fig. 6　Vibration response of tail rotor

某型机在科研试飞阶段，开展了不同飞行状态下的振动水平测试，采用快速傅里叶变换处理得到尾桨安装处 $N\Omega$ 振动水平，实测振动水平随飞行速度变化如图 7 所示，各个方向计算结果与实测数据对比如图 8 ~ 10 所示。

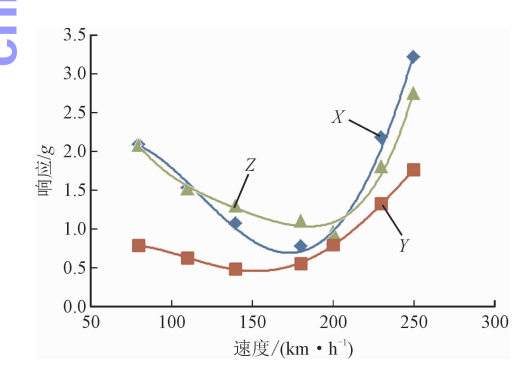


图 7　尾桨安装处振动响应实测数据

Fig. 7　Measured vibration response of tail rotor

通过响应的计算结果及与实测结果对比分析，主要规律如下。

1)尾桨安装处振动响应随速度增加先减小后增大，速度大于 200 km/h 后各方向幅值显著增加。

2)振动响应计算结果与实测振动数随速度变化规律一致，幅值平均误差约为 20%，结果相对可信，可满足工程需要。

3)计算结果与实测振动水平之间的误差，主要来源于桨毂振动载荷计算的复杂性，动力学模型的简化以及响应的非线性。

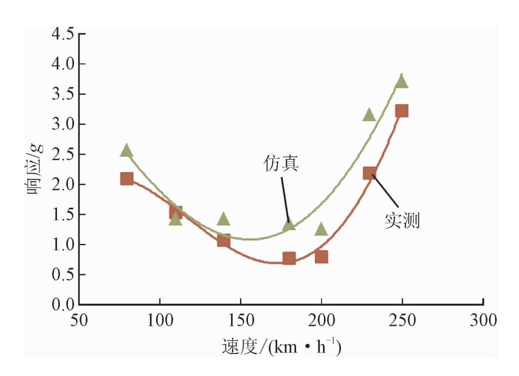


图 8　尾桨安装处振动响应仿真与实测数据对比-X

Fig. 8　Comparison of measurement vibration response with simulation of tail rotor-X

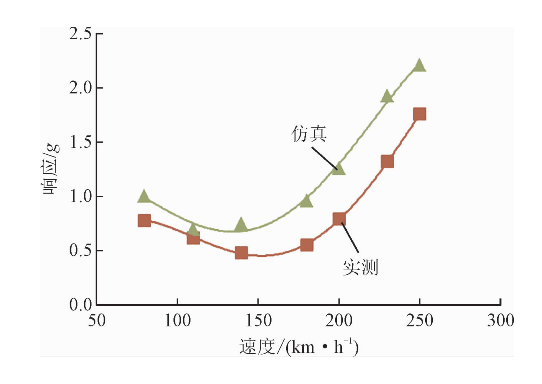


图 9　尾桨安装处振动响应仿真与实测数据对比-Y

Fig. 9　Comparison of measurement vibration response with simulation of tail rotor-Y

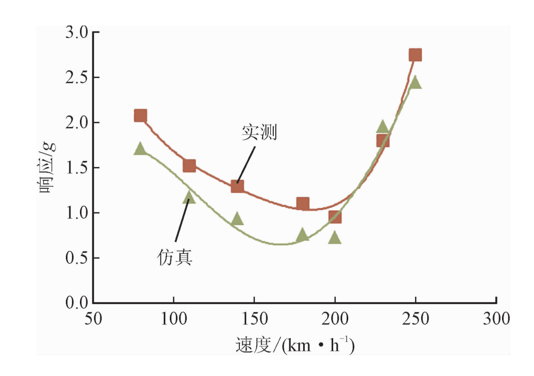


图 10　尾桨安装处振动响应仿真与实测数据对比-Z

Fig. 10　Comparison of measurement vibration response with simulation of tail rotor-Z

5　结　论

本研究基于机体动力学模型，以固定坐标系下

的桨毂振动载荷作为输入,进行响应预测分析,得到机体关键位置的振动响应,形成旋翼激励下直升机振动响应预测的方法,实现了在型号研制初期阶段预测关键位置振动响应的目的,形成主要结论如下。

1)通过某直升机在尾桨激励下关键位置响应预计与实测数据对比分析,表明该方法得到的振动响应随速度的变化规律与实测数据一致,幅值精度满足工程需要。

2)该方法在新机振动响应分析、振动问题排查及振动控制方案制定等工作中具有很高的工程价值。

参考文献:

[1] 袁胜弢,顾仲权. 旋翼/机身耦合系统的固有特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2001,33(1):17-21.
YUAN Shengtao,GU Zhongquan. Study on modal characteristics of rotor/fuselage coupled system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2001,33(1):17-21(in Chinese).

[2] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京:航空工业出版社,1995.

[3] 胡海岩,孙久厚,陈怀海,等. 机械振动与冲击[M]. 北京:航空工业出版社,1998.

[4] 冯志壮,代志雄,刘晨. 基于直升机耦合分析的振动响应预测研究[J]. 装备环境工程,2020,17(9):7-14.
FENG Zhizhuang,DAI Zhixiong,LIU Chen. Vibration response prediction based on helicopter coupling analysis[J]. Equipment environmental engineering,2020,17(9):7-14(in Chinese).

[5] 朱艳,凌爱民,陈全龙. 机体振动响应预测与减振分析[J]. 直升机技术,2015(1):13-18.
ZHU Yan,LING Aimin,CHEN Quanlong. Fuselage vibration response forecast and vibration reduction research[J]. Helicopter technique,2015(1):13-18(in Chinese).

[6] 《飞机设计手册》总编委会编. 飞机设计手册-第19册-直升机设计[M]. 北京:航空工业出版社,2005.

[7] 雷卫东,胡国才,李文峰. 直升机尾桨/尾梁耦合动稳定性分析[J]. 海军航空工程学院学报,2015,30(1):53-57.
LEI Weidong,HU Guocai,LI Wenfeng. Stability analusis of helicopter tail rotor/boom coupled dynamic[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University,2015,30(1):53-57(in Chinese).

[8] 吴希明. 直升机动力学工程设计[M]. 北京:航空工业出版社,2017.

[9] 韩景龙,陈全龙,员海玮. 直升机的气动弹性问题[J]. 航空学报,2015,36(4):1034-1055.
HAN Jinglong,CHEN Quanlong,YUN Haiwei. Aeroelasticity of helicopters[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2015,36(4):1034-1055(in Chinese).

[10] JOHNSON W. Rotorcraft aeromechanics[M]. New York:Cambridge University Press,2013.

[11] JOHNSON W. Technology drivers in the development of CAMRAD Ⅱ[C]//The American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference. San Francisco,California:NASA,1994:1-17.

[12] JOHNSON W. Rotorcraft aeromechanics applications of a comprehensive analysis[C]//AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Disaster Relief. Nagara Fukumitsu,Japan:[s. n.],1998:1-14.

[13] JOHNSON W. Rotorcraft aerodynamics models for a comprehensive analysis[C]//The American Helicopter Society 54th Annual Forum. Washington,DC:Vertical Flight Society,1998:1-24.

[14] JOHNSON W. CAMRAD Ⅱ:Comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics[EB/OL]. [2022-04-12]. http://johnson-aeronautics. com/documents/CAMRADIIoutline. pdf.

(编辑 黄崇亚 李坤璐)